

## PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 2002-303155

(43)Date of publication of application : 18.10.2002

(51)Int.Cl.

F02C 7/00

C22C 19/05

F01D 5/12

(21)Application number : 2002-028196

(71)Applicant : SIEMENS WESTINGHOUSE POWER  
CORP

(22)Date of filing : 05.02.2002

(72)Inventor : BURKE MICHAEL A  
SWARTZBECK GARY W  
FREYER PAULA D

(30)Priority

Priority number : 2001 779208

Priority date : 08.02.2001

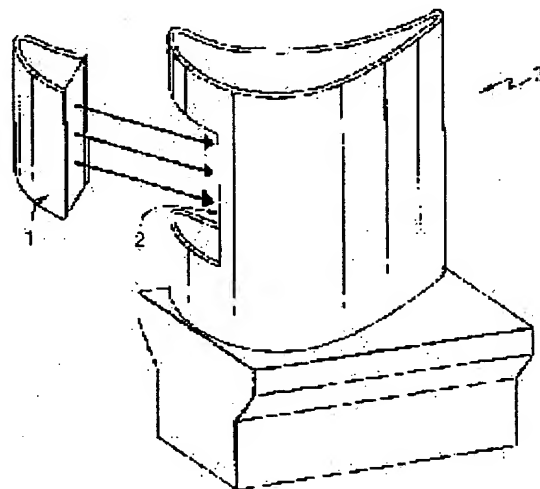
Priority country : US

## (54) REPAIRING METHOD FOR HIGH TEMPERATURE PART OF GAS TURBINE MEMBER

(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a new method of bonding a fabricated insert for repairing to an existing gas turbine member with high accuracy.

SOLUTION: A repaired member has the structural adhesion extraordinarily similar to a base material in its structural and mechanical characteristics and performances.



## LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision  
of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's  
decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2003 Japan Patent Office

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開2002-303155

(P2002-303155A)

(43) 公開日 平成14年10月18日 (2002. 10. 18)

(51) Int.Cl.<sup>7</sup>

識別記号

F I

テーマコード(参考)

F 0 2 C 7/00

F 0 2 C 7/00

D 3 G 0 0 2

C 2 2 C 19/05

C 2 2 C 19/05

C

F 0 1 D 5/12

F 0 1 D 5/12

審査請求 未請求 請求項の数18 O L (全 12 頁)

(21) 出願番号 特願2002-28196(P2002-28196)

(22) 出願日 平成14年2月5日 (2002. 2. 5)

(31) 優先権主張番号 0 9 / 7 7 9 2 0 8

(32) 優先日 平成13年2月8日 (2001. 2. 8)

(33) 優先権主張国 米国 (U S)

(71) 出願人 501382258

シーメンス ウェスティングハウス パワ

ー コーポレーション

アメリカ合衆国 フロリダ オーランド

アラファヤ トレイル 4400

(72) 発明者 マイケル エー パーク

アメリカ合衆国 ペンシルヴェニア ピッ

ツバーグ ウォーリングフォード ストリ

ート 4723

(74) 代理人 100061815

弁理士 矢野 敏雄 (外3名)

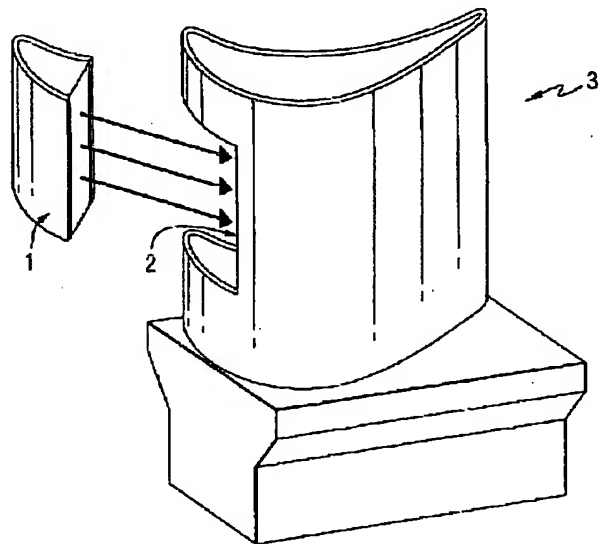
最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 高温部ガスタービン部材の修理方法

(57) 【要約】

【課題】 二次加工された修理用インサートを事前に存在するガスタービン部材へ高い品質で接合するための新規の方法を提供する。

【解決手段】 修理された部材が、構造、機械的特性および性能においてベース材料と酷似した構造接着を有する。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 次の：ガスタービン部材の損傷部分を取り出し、

損傷部分と交換するためのインサートを二次加工し、該インサートを精密に機械加工し、かつ部材に整合させ、かつ接合の機械的特性および物理的特性を最適化する接合媒体および加熱工程を用いて該インサートを部材にTLP接合することからなる、高温部ガスタービン部材(3)の修理方法において、修理される部材が、構造、機械的特性および性能において、ベース材料と酷似した構造接合を有することを特徴とする、高温部ガスタービンの修理方法。

【請求項2】 修理のために選択される接合ラインが、ベース材料の特性よりも著しく低く、かつTLP接合の能力よりも低い、局所構造的、機械的および性能特性を有する、低応力領域に存在する、請求項1記載の方法。

【請求項3】 TLP接合において、厚さ約0.0005インチ〜約0.010インチで適用される箔もしくはペーストを使用する、請求項1記載の方法。

【請求項4】 TLP接合材料が、ホウ素を約1〜3%含有する、請求項3記載の方法。

【請求項5】 インサートが、存在する付根またはシュラウド部分に取り付けられている完全なエアフォイル部分である、請求項1記載の方法。

【請求項6】 インサートが、エアフォイル(18)の縦断面(50)、たとえば翼前縁または翼後縁である、請求項1記載の方法。

【請求項7】 インサートが、翼先端部の一部分(40)である、請求項1記載の方法。

【請求項8】 インサートが、エアフォイルの翼前縁または翼後縁(16)である、請求項1記載の方法。

【請求項9】 インサートを、最大応力の方向に対して横方向に位置する境界の存在を最小化するように成形する、請求項8記載の方法。

【請求項10】 インサートが、内部冷却されるエアフォイルの薄壁(36)である、請求項1記載の方法。

【請求項11】 ガスタービン部材およびインサートがいずれ也多結晶材料もしくは通例の鑄造材料からなる、請求項1記載の方法。

【請求項12】 接合プロセスの熱サイクル工程を制御してガスタービン部材の一次マイクロ構造を回復させ、かつ修理される部材中で最適に近いマイクロ構造を再析出させる、請求項11記載の方法。

【請求項13】 ガスタービン部材およびインサートがいずれも、方向性に凝固した材料である、請求項1記載の方法。

【請求項14】 接合プロセスの熱サイクル工程を制御してガスタービン部材の一次マイクロ構造を回復させ、かつ修理される部材中で最適に近いマイクロ構造を再析出させる、請求項13記載の方法。

【請求項15】 ガスタービン部材およびインサートがいずれも単結晶材料である、請求項1記載の方法。

【請求項16】 接合プロセスの熱サイクル工程を制御して、ガスタービン部材の一次マイクロ構造を回復させ、かつ修理される部材中で最適に近いマイクロ構造を引き続き再析出させる、請求項15記載の方法。

【請求項17】 ガスタービン部材が方向性に凝固した材料であるか、または通例の鑄造材料であり、かつインサートが単結晶材料である、請求項1記載の方法。

【請求項18】 接合プロセスの熱サイクル工程を制御して、ガスタービン部材の一次マイクロ構造を回復させ、かつ修理される部材中で最適に近いマイクロ構造を再析出させる、請求項17記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、高温部高性能のニッケルベースのタービン部材を、TLP接合技術を使用して修理するための方法に関する。

【0002】

【従来の技術】ガスタービンエンジンの部材、たとえば翼は、機械的、熱的および回転によるストレス要因を含みうる、高い応力を受ける環境におかれる。高性能高温部タービン部材のコストは高いために、該部材を交換するよりも、修理することが所望される。現在、ガスタービン部材を修理するための種々の方法が存在する。

【0003】US特許第5,913,555号は、コンプレッサまたはタービン翼の破損した翼先端部を修理する方法を提供しており、この場合、翼先端部を除去し、修理用部品を機械加工し、かつ溶接またははんだ付けにより設置している。

【0004】US特許第4,326,833号は、ガスタービンエンジンの空冷式翼部材を修理するための方法を開示し、かつ請求しており、該方法は、翼セグメントを翼から除去し、除去したセグメントと同一の材料、寸法および形状の交換部材を準備し、かつ非融着技術により交換部材を冶金学的に接合させることからなる。

【0005】US特許第5,033,938号は、タービン翼の破損部分を除去し、かつ除去した部分に適合する形にスチールを成形し、かつその後、インサートをタービン翼に溶接することからなる、タービン翼の修理方法を開示し、かつ請求している。

【0006】US特許第5,822,852号は、ろう付けまたは溶接技術を用いた翼先端部の修理方法を提供している。

【0007】

【発明が解決しようとする課題】本発明の課題は、二次加工された修理用インサートを、事前に存在するガスタービン部材へ高い品質で接合するための新規の方法を提供することである。

【0008】

【課題を解決するための手段】本発明により、TLP接合技術を使用して、運転中に、または製造工程で損傷したガスタービンエンジン翼を修理する方法を提供する。損傷部分を取り出し、かつ修理すべき部材と実質的に同一の材料からなるインサートを二次加工して損傷部分と交換する。インサートを部材と接合するために必要であるにすぎない接合によってTLP接合を使用してインサートを部材に接合する。修理される部材は、構造、機械的特性および性能においてベース材料とよく似た構造接合を有する。さらに、二次加工されたインサートと部材のベース材料との間の接合は、機械的および熱的な分析により選択され、低応力平面であると決定される接合面に沿って最も良好に形成される。従って新しい部分と古い部分との接合は、局所的な材料要求がベース材料の能力をはるかに下回り、かつTLP接合の能力を下回る低応力領域において行われる。

【0009】従って本発明の課題は、TLP接合の技術を使用した、ガスタービンの修理方法を提供することである。

【0010】さらに本発明の課題は、機械的応力および熱応力の低い領域に位置する接合面を用いたTLP接合技術を使用してガスタービンを修理することである。

【0011】ベース材料の構造的、機械的および能力的な特性に厳密に整合する修理接合によって修理されたガスタービン部材を提供することは本発明のさらなる課題である。

【0012】本発明のこれらの課題は、詳細な説明、図面および特許請求の範囲から明らかになる。

【0013】

【発明の実施の形態】本発明は、ガスタービンエンジンの損傷された翼を修理する方法を提供する。局所的な物理的損傷を有する（つまり翼の1カ所のみまたは数カ所が損傷しており、その一方で構造の残りはなお許容され、かつ機能する）損傷された（製造中または運転作業中に損傷された）翼は、損傷領域を選択的に除去し、かつTLP接合技術を使用して、代わりに接合される、整

合するインサートと交換し、かつ次いで適切な熱処理により材料特性を認容可能なレベルに回復することにより修理される。

【0014】より詳細には、本方法は次のものを含む：損傷領域の同定；損傷領域の周囲の、低応力平面であり、かつ接合のための好適な、潜在的な接合面を同定するための機械的および熱的分析の実施；整合するインサートのオフライン二次加工、つまり、機械的および熱的分析により同定された領域の小さな鑄造；翼の損傷された部分の機械加工による除去；たとえばC o o E D M機械加工による、インサートと、翼の機械加工された残りの部分との精密な機械加工および整合、これにより正確なプロフィール整合セグメントが得られる；得られる接合の機械的および熱的特性を最適化するために開発された、接合媒体および熱的な方法を使用した、翼の欠損部分へのインサートのTLP接合；翼の再機械加工、被覆および熱処理。ここで使用しているように、用語「整合」は、インサートを修理される部材に結晶学的および構造的に最終調整するプロセスを意味する。図1は本発明の一般的な概念を示しており、ここでは修理される翼を発展させるために、翼3の機械加工される部分2に接合される、構造的に整合するインサート1を示す。

【0015】本方法の原理はいくつかの異なった部材および材料に適用することができる一方で、実際の手順の詳細は、修理すべき、もしくは交換すべき部材（翼）、形状（先端部、エッジ、付根、シュラウド、エアフォイル、外被）および材料（単結晶（SC）、方向性凝固（DS）、通例の鑄造（CC）またはハイブリッド、つまりSC-DS、SC-CCなど）に依存する。

【0016】TLP接合媒体は、複数の材料のために開発されてきた。接合媒体は、化学的性質においてベース材料と良好に整合し、凝固した際に、接合がベース材料の構造に実質的に類似した構造を形成しなくてはならない。

【0017】

【表1】

第1表 単結晶および多結晶のタービン翼アロイ（質量%）

合金	Ni	Cr	Co	Al	Ti	Nb	Mo	Ta	W	Re	Hf	Zr	B	C	Vol %r
CMSX-4	bal	6.6	9.6	5.5	1.0		0.6	6.5	6.4	3	0.9				62
PWA1484	bal	5	10	5.6	1			8.7	6	3	0.1				64
PWA1480		10	5	5	1.5			12	4						63
SCI6		16		3.5	3.5		3	3.5							41
CMSX-11		12.5	7	3.4	4.2	0.1	0.5	5	5		0.04				45
CM247		8.1	9.2	5.6	0.7		0.5	3.2	9.5		1.4	0.015	0.015	0.07	62
MarM002		9	10	4.7	1.7	1			12.5						57
MarM002		9	10	5	2	1			12.5		1.4	0.06	0.02	0.14	58
+Hf															
MarM246		9	10	5.5	1.5		2.5	1.5	10			0.06	0.015	0.15	65
CM186															
IN792		12.4	9	4.5	4.5		1.8	3.9	3.9		1	0.02	0.015	0.08	45
In738		16	8.5	3.4	3.4	0.9	1.75	1.75	2.6			0.1	0.01	0.11	57

【0018】

【表2】

第2表 接合フォイルの化学的性質 (質量%)

フォイルタイプ	Ni	Cr	Co	W	Ta	Mo	Fe	Hf	Al	Ti	B	C	Si
NiFlex 1101.3B	Bal	10	5.0	4.0	4.0				2.0		1.3		
NiFlex 1101.7B	Bal	10	5.0	4.0	4.0				2.0		1.7		
NiFlex 1102.5B	Bal	10	5.0	4.0	4.0				2.0		2.5		
NiFlex 1153.0B	Bal	9.0	8.0	4.0	4.0			1.0	2.0		3.0		
NiFlex 1201.7B	Bal	10.0	5.0	5.0	3.0				1.3	1.0	1.5		
NiFlex 1201.9B	Bal	10.0	5.0	5.0	3.0				1.3	1.0	1.7		
NiFlex 1212.4B	Bal	10.0	10.0	5.0							2.4		
NiFlex 1213.0B	Bal	10.0	10.0	5.0							3.0		
MBF20/20A	Bal	7					3				3.2	0.06	4.5
MBF80/80A	Bal	15.2									4	0.06	

【0019】第1表および第2表は、入手可能な合金組成物および接合フォイルを挙げている。修理のためのベース材料への接合フォイルの整合を、これらの表から明らかにすることができる。図2、3および4は、ベース材料を用いた、適切に整合する接合が、実質的にベース材料から区別することができない接合ジョイントを作製することを示している。図2は、光学顕微鏡により同定することができない接合ジョイントを示している。材料のマイクロ構造は、接合ジョイントにわたって均一である。図2における走査型電子顕微鏡の写真と同一であるが、倍率のより高い図3は、精密なスケールのγ一次マイクロ構造が連続しており、かつ接合ジョイントにわたって均一であることを示している。高性能SCスーパーアロイ中で最適な強度を提供するのは、この均一な立方形のγ/γ一次マイクロ構造(gamma prime microstructure)である。図4は、接合フォイルがベース金属に整合している場合に、化学組成が接合ラインにわたって均一であることを証明を提供している。接合ラインにわたるマイクロ構造および化学組成における不均一性により、最適な特性(実質的に元の材料の特性と同一である特性)を有する修理材料が得られる。

【0020】TLP接合は、スーパーアロイにおける交換部品のための高品質のジョイントもしくは接合を得るための接合方法である。この方法では、接合材料の薄いストリップ、つまりフォイルもしくは凝集ペーストを、接合すべき材料の2つの部分の間に配置する。接合材料は、ベース材料に類似しているが、融点降下剤、たとえばホウ素約1〜約3パーセントも含有しており、これは合金中で迅速な固体状態の拡散を示す。ニッケルベースの合金にとって、SiおよびBは、有利な融点降下剤であるが、しかしたとえば単結晶部材を製造するために使用されるような高温での適用では成分Siは、腐食の懸念を招くことがある。接合材料は約0.0005インチ〜約0.010インチの厚さで適用され、その際、有利な厚さの範囲は約0.001インチ〜0.005インチである。最も有利には約0.001インチ〜約0.002インチの厚さである。

【0021】本方法は、フォイルの融点を越えるが、しかしベース材料のバルク融点より低い温度で実質的に等温で行う。ホウ素分の多いフォイルが溶融するにつれ

て、これはベース材料の接合の両面をぬらし、かつベース材料およびより広い液体ゾーンの若干の融解を生じる。液体領域が拡大するにつれて、メルトプールがホウ素中で十分に希釈され、かつ液体濃度が平衡状態になるまで、液体中のホウ素の濃度が低下する。同時に固体状態の拡散によりホウ素が接合プール環境から除去される。これらの2つのプロセスにより、接合プールからの融点の降下が低減し、かつ2つの凝固面が接合部のほぼ中心線に出合うまで接合プールが再凝固する。

【0022】接合媒体の化学的性質および接合プロセスの温度を慎重に制御することにより、プロセスは接合帯域内でベース材料の化学的性質およびマイクロ構造を再現することができる。ベース材料の組成およびその融点、接合フォイルの主要な元素の組成、ホウ素の量および等温接合のための温度はすべて、本発明の方法により得られる接合の化学的性質および構造を決定するパラメータである。

【0023】融点降下剤の量は、ベース材料よりも低い温度(つまり数百°F)で顕著に溶解する接合フォイルを提供するために十分であるべきである。ニッケルベースの合金へホウ素を添加することにより、その融点は1質量%の添加ごとに約100〜150°F降下する。2400°Fを越える融点で、また、分離した鋳造の成形体では幾分低い温度で、約1〜約3質量%のホウ素を含有するフォイルは融点を2000°F〜2300°F内で低減することができ、このことにより局所的であり、全体的ではない溶融が可能になる。

【0024】接合フォイルの量は、ベース材料の溶融を生じ、かつ精密な良好に制御された接合ジョイントを得るために十分であるべきである。たとえば厚さ0.0025cm(0.001インチ)のフォイル材料またはペースト状のその等価物を使用した接合で、接合の間の十分な溶融および再凝固が生じる。溶融および再凝固を良好に制御して、接合ゾーン内で妨げとなる化学的分離および相分離が生じないようにすべきである。

【0025】接合フォイルの主要な元素の化学的性質(つまり、Ni、Cr、Co、Al、Ti、Ta、W、Mo、Nbなど)は、接合すべき材料に良好に整合して、接合帯域の化学的性質および構造が、ベース材料の化学的性質および構造に十分に連続するようにすべきで

ある。しかし、接合フォイル組成は、ベース材料の組成と同一である必要はない、というのも、熔融帯域で若干の混合が行われるからである。著しい相違が容認される場合もある。たとえばAlおよびTiは、接合の中心線に有害な $\gamma$ -一次共晶混合物が形成されることを回避するために接合フォイルから除去することができる。レニウムのような高価な元素は、コストを低減するために排除することができる。

【0026】TLP接合の表面は、該表面が十分に平坦である場合には低応力の研磨により作製してもよく、電気的な条件が加工部材と加工工具との間に約0.0025cm(0.001インチ)の放電ギャップを維持するために十分である場合には放電加工(EDM)により、または電解加工(ECM)により作製してもよい。相互に嵌合しなくてはならない複雑な断面の部材のためには、表面形状を、片方の嵌め合い部品をプロセスアノードとして、および他方をカソードとして使用する、C $\phi$ -EDMまたはC $\phi$ -ECM法により製造することができる。運転から除去した部分はその本来の形状を保持していないので、必要とされるよりも大きなインサートを製造することが必要な場合がある。そのようなインサートは、必要とされるよりも10~200ミル大きく製造することができる。次いでインサートおよび部材を適切に機械加工して部材セグメントの最適な嵌合を作製する。C $\phi$ -EDMおよびC $\phi$ -ECMは、特に元の部材へのインサートのこのような最適な整合を作製するために適切な方法である。ここで使用されているように、「精密な整合」という表現は、そのようなプロセスを意味する。

【0027】初期の鑄造プロセスにおいて、スーパーアロイガスタービン部材に、一般に液体化処理、次いで「時効」または析出熱処理を行う。TLP接合法を使用

第3表 多結晶アロイの推奨される液体化熱処理温度および接合温度  
(比較のために単結晶CMSX-4を使用)

アロイ	液体化熱処理温度	推奨される接合温度
IN738 CC	2150F	2150F
CM247 CCまたはDS	2250F	2200F
CMSX-4 SC	2410F	2250F

【0031】通常、鑄造多結晶材料は等方性であるので、多結晶の鑄造インサートを多結晶の運転作動部材へ接合する際に、配向または構造を整合させる必要はない。しかし、粒径は材料特性に対して影響を与えることがあるので、インサートを元の部材と類似の方法で鑄造して接合インターフェイスにわたる構造および特性に整合させるべきである。

【0032】DS材料のための推奨される熱的および化学的プロセスは、通例の鑄造多結晶材料のために推奨されるプロセスに類似している。DS材料はその通例の鑄造対応品中に存在する、同じ低融点/初期熔融段階を有

する場合、部材は付加的に、接合を得るために高い接合温度にさらされる。この高温の接合工程は、液体化熱処理工程の前もしくはその後に行うことができる。場合によっては、材料の種類に依存して、接合領域の再結晶を回避するため、または熔融を防止するために液体化熱処理を先に行うことが有利である。その他の状況では、接合工程に先立って部材を個別に液体化熱処理することも可能である。一般に、運転される部材を修理するために必要とされる熱処理法は、未使用の部材を熱処理するために必要とされる方法とは異なることが予測される。これは特に単結晶材料に関して該当する。特に、新規に加工された部材中に再結晶を生じない液体化熱処理法は、運転され、かつ著しい量の冷間作業を受けた部材中で不所望の再結晶を生じる場合がある。

【0028】接合温度は接合フォイルおよび類似の厚さのベース材料を熔融して精密な、良好に混合された接合帯域を得るために十分であるべきである。接合後に熱処理を行って過時効構造を再熔融し、かつ運転作動される材料の残りを回復することが必要な場合もある。接合プロセスおよびその後の熱処理のために適切な特定の温度範囲は、修理される材料の種類に依存する。

【0029】通例の鑄造(CC)材料のために、接合温度は一般に、単結晶の接合温度よりも低く、かつこれらの合金のために推奨される液体化熱処理温度に極めて類似している(第3表を参照されたい)。多結晶(CC)合金中の粒界相が初期の熔融をもたらすことができるので、低温で熱処理を行うことは常に有利である。これらの低い接合温度および液体化熱処理温度は、初期熔融を回避する。

【0030】

【表3】

しているため、温度および接合媒体は、鑄造CCアロイのために使用されるものに類似している。ここでもまた、接合プロセスを、このようなアロイの通例の再加熱および回復熱処理において使用される高温の偽液体化熱処理(pseudo-solution heat treatment)と見なすことができる。

【0033】運転作動DSアロイの熱処理は、再結晶を回避するために十分に低い温度でなくてはならない。DSアロイは、運転サイクル中の低温変形の結果として貯蔵されたエネルギーを発生してもよい。この貯蔵エネルギーの放出は、再結晶のための熱力学的駆動力である。

再結晶は、構造中に等軸の領域を形成し、かつ最終調整された結晶学的構造および粒界構造により付与された利点を破壊する。従って接合温度は再結晶を防止するために十分低くあるべきである。この温度は運転された（が、しかし接合修理されていない）DS翼の熱回復サイクルにおいて使用される温度と同じである。

【0034】DSアロイの意図的に調整された構造のために、パッチもしくはインサートに基づいた修理方法は接合ラインにわたる構造において不連続性が生じることを慎重に回避しなくてはならない。インサートは元の構造と同じ粒径およびアラインメントであるべきである。このことを達成するために、DSインサートを元の構造と同一の配向および同一の速度で成長させなくてはならない。インサートおよび元の部材のこのような類似のアラインメントは、図5および図6に示されており、ここではインサートの斑紋または線紋が、元の部材のものと整合しているので、アラインメントは接合ラインにわたって連続する。

【0035】単結晶材料の修理は、通例の鋳造もしくはDS材料のために使用される温度よりも高い接合温度を必要とする。第3表が示しているように、CMSX-4のために推奨される接合温度は、通例の鋳造もしくはD

S対応部材CM247のために推奨される温度よりも約100°F高い。未使用の材料に関して、接合サイクルの後に通常、完全熱処理が続く。完全熱処理は運転された材料のために使用することができない。

【0036】運転されたSC材料の熱処理は、未使用のSC材料のために必要とされる低温の液体化熱処理工程を必要とする。接合熱処理温度が十分に高い場合にはしばしば液体化熱処理は必要とされない。運転された単結晶アロイは、2400°Fの元の液体化熱処理を行った場合には再結晶することがある。この温度は、（ホウ素）融点硬化剤を接合部から拡散させるために、または運転中に粗大になった初期のγ一次構造の大部分の再溶解のために必要ではない。約2100°F～2250°Fの温度は、中程度に変形したSCサンプルにおける再結晶を誘起せず、かつ単結晶を回復するために、または単結晶部材を修理するための接合および拡散サイクルにおいて使用することができる。

【0037】接合運転動作中の単結晶のための熱処理は、第4表に記載したものと類似のスケジュールからなる。

【0038】

【表4】

第4表 SC材料（たとえばCMSX-4）のための熱処理法

運転動作	新たな“インサート”もしくは外被
2100°F～2300°Fでの前処理	液体化熱処理 >2400°F
Co-機械	
2100°F～2300°Fでの接合	
2100°F～2300°Fでの拡散	
γ-一次構造を回復するための1900°F～2100°Fでの時効	
被覆など	

【0039】この方法は、接合後に完全液体化熱処理を行った接合材料のためよりも低い機械的特性を生じるが、その差は小さい。

【0040】第5表は、接合されたCMSX-4の引張特性が、接合材料に接合後の液体化熱処理工程を行ったかどうかに関わらず、なお比較的高いことを示す前回の調査から得られたデータを有している。サイクルNの鋳放し材料は、接合処理、引き続き析出熱処理を行った；サイクルOの材料は接合前に液体化熱処理を行い、かつ

析出熱処理を行った。サイクルBの材料は液体化熱処理、接合、再度の液体化熱処理、引き続き析出熱処理を行った。鋳放しのサイクルIの材料は、接合処理、液体化熱処理および次いで析出熱処理を行った。明らかにサイクルNまたはサイクルOで熱処理された材料は、2400°Fの液体化熱処理温度で処理した材料の特性に近い特性を有する。

【0041】

【表5】



第5表 接合したCMSX-4に関する引張試験の結果

温度 °K (°C, °F)	加工	破壊箇所	臨伏強度 MPa (ksi)	UTS MPa (ksi)	伸び率 %	RA %
室温	典型値	ベース	896 (130)	931 (135)	14	18
	B-Ni-Flex 110, 2.5%B, S+B+S+P	ベース	965 (140)	1,048 (152)	13.5	16.1
	N-Ni-Flex 110, 1.3%B, A-C: B+P	ベース	807 (117), 814 (118)	979 (142), 1,082 (157)	14.5, 25.4	15.4, 24.4
	O-Ni-Flex 110, 2.5%B, S+B+P	ベース	765 (111)	841 (122)	14.7	17.1
	I-Ni-Flex 110, 1.3%B, A-C: B+S+P	ベース	N/R	945 (137)	2.6	6.4
1172 (899, 1650)	典型値	ベース	758 (110)	103 (150)	18	37
	B-Ni-Flex 110, 2.5%B, S+B+S+P	ベース	786 (114)	965 (140)	3.4	5.9
	N-Ni-Flex 110, 1.3%B, A-C: B+P	接合部	689 (100), 683 (99)	883 (128), 883 (128)	13.7, 16.5	19.6, 24.3
	O-Ni-Flex 110, 2.5%B, S+B+P	ベース	724 (105), 731 (106)	896 (130), 903 (131)	22.9, 18.5	34.5, 28.4
	I-Ni-Flex 110, 1.3%B, A-C: B+S+P	ベース	731 (106)	731 (106)	1.1	2.6
1255 (982, 1800)	典型値	ベース	655 (95)	682 (125)	18	45
	B-Ni-Flex 110, 2.5%B, S+B+S+P	ベース	703 (102)	807 (117)	4.1	6.9
	N-Ni-Flex 110, 1.3%B, A-C: B+P	接合部	510 (74), 572 (83)	710 (103), 683 (99)	10.4, 8.1	16.8, 17.8
	O-Ni-Flex 110, 2.5%B, S+B+P	ベース	621 (90), 565 (82)	696 (101), 717 (104)	19.3, 19.5	26.3, 37.2
	I-Ni-Flex 110, 1.3%B, A-C: B+S+P	ベース	758 (110), 421 (61)	820 (119), 421 (61)	13.6, 4.6	21.4, 7.9

注釈:

N/S=特定されず、N/R=報告されず、A-C=As-鑄造、

B=2400°Fで接合、S=2410°Fで液体化処理、

P=1975°Fで析出処理

【0042】単結晶パッチもしくはインサート材料は、元の部材の単結晶と同一の一次および二次結晶学的配向を有していなくてはならない。結晶学的配向の不整合は、修理された単結晶構造において有害な粒界を生じる。SCインサートは、結晶学的なアラインメントおよび構造の類似性を生じるために、元の構造と同一の方向および同一の速度で成長すべきである。

【0043】高性能の単結晶材料の部分に性能が低い（が、より安価な）DSもしくはCC材料と組み合わせる有しているハイブリッド構造の熱処理は、DSもしくはCC部分の低温要求により制限され、かつ加工は、これらの材料のために使用されるものと極めて類似する。ハイブリッド構造の加工は標準的なSCの接合後の液体化熱処理の排除をも要求し、というの、これは結果としてDSもしくはCC部材の部分的な溶解を生じるからである。

【0044】たとえば、SC材料のための接合は、通常、2300°Fで行われ、かつDSアロイは2200°Fで液体化熱処理される。いずれの材料も1975°F

Fで析出熱処理することができる。2つの材料を組み合わせる場合、2200°Fの接合サイクルは、SCおよびDS材料の接合を可能にし、かつDS材料の液体化熱処理を効果的に提供する。その後の1975°Fでの析出熱処理は、両方のアロイを強化する。SC材料を接合に先立って液体化熱処理するかどうかに関わらず、SC材料の特性は認容可能なものとなる。というの、該アロイは接合され、かつサイクルNもしくはOに従って熱処理されているからである。図7はSCおよびCC/DS材料のための接合および熱処理サイクル相互の比較方法および接合ハイブリッド系の製造を進展させるためのこれらの融解方法を示している。これは第5表の熱処理サイクルNもしくはOのいずれかを使用して可能であり、その際、温度は第6表に記載されている。従って、第6表に示したとおりの2つの熱処理工程を統合することによってハイブリッド修理のための熱処理サイクルを進展させることが可能である。

【0045】

【表6】

第6表 ハイブリッド材料（たとえばCMSX-4/CM247）に関する熱処理法

運転作動	新たな“インサート”もしくは外板
2100°F～2300°Fでの前処理	液体化熱処理 >2400°F
Co 機械	
2100°F～2300°Fでの接合 - 前運転DS/C C部材を液体化処理	
2100°F～2300°Fでの拡散	
SC部分におけるγ-一次構造を回復するための2100°F～2200°Fでの一次時効	
SCおよびDS/C C部分の両方におけるγ-一次構造を回復するための1900°F～2100°Fでの二次時効	
被覆など	

【0046】ハイブリッド構造のためのインサートの結晶学的および構造的な整合は、最終調整された構造と一緒に接合される場合にのみ必要とされる。たとえば、存在する単結晶壁に接合される単結晶の薄壁インサートは、DS構造に接合すべき単結晶部分と同様に調整されているべきである。反対に、多結晶の等方性CC部材への単結晶のインサートは、オリジナルの構造との調整を必要としない。

【0047】本発明による方法は、種々のガスタービンエンジン部材および／またはこれらの部分を修理するために使用することができる。加工条件および工程は、修理される特定の部材およびインサートの性質もしくは修理方法に依存する。

【0048】たとえばエアフォイルの修理は、ある状況では、エアフォイルの完全な交換を必要とする。図8は、本方法を全翼構造においてエアフォイル全てを交換するために適用する方法を示している。この状況で、交換用のインサートは、付根なしで（材料および加工コストを節約する）製造されたエアフォイルセグメント10である。元のエアフォイルを付根12のところで切断し、次いでこれを垂直に切断した。くぼんだ部分を付根セグメントの内側の部分へと機械加工して新たなエアフォイルを保持する。エアフォイルの端部を広げ、かつ翼の頂部に嵌合する部分をわずかに再入可能に作製することにより、物理的な、自動的に固定される接合および冶金学的な接合をエアフォイルと付根部分との間に達成することができる。この方法は、翼の付け根部分を翼のシェラウド部分により交換する翼部材に適用することもできる。

【0049】場合によっては、部材全てを交換するよりもむしろ、たとえばエアフォイルの翼前縁または翼後縁の縦断面の全長を交換することが可能である。図9は、その修理方法を示している。翼前縁または翼後縁のインサート50を準備し、かつ翼の損傷部分を取り出してインサートを設置する。接合すべき部分を正確に機械加工する。

【0050】本発明の範囲内である、エアフォイルを修理するための別の方法では、元の翼付根がセグメントではなく、かつインサートが、エアフォイルの軸に対して横方向のいくつかの部分に有する接合によって接合され

ている。これは図5で提案されている先端部の修理の形状に類似している。これは最大応力方向であることが公知であるため、低減された応力の領域にある接合の位置を同定するための機械的および熱的分析を行い、かつこれらの位置の一つを接合面のために使用することが重要である。

【0051】高度なエアフォイルの翼前縁または翼後縁の複雑な形状に基づいて、接合後の加工がいくつか必要とされることが予測される。表面仕上げおよび冷却孔の再穿孔は、この適用のための全体的な修理方法に組み込むべきである。

【0052】エアフォイルへの損傷が極めて局所的な場合には、本発明の方法を使用してエアフォイルの翼前縁または翼後縁を全体的にというよりもむしろ、翼前縁または翼後縁の一部分を修理することができる。この概念を示している図6を参照にして、エアフォイル18の翼前縁の一部分16を除去する。横方向の接合ラインに関連する問題は、接合ラインの横断面をテーパリングすることにより回避することができるので、接合ラインは常に鋭角で（つまり主要な応力方向の軸に対して90°をはるかに下回って）傾斜している。

【0053】エアフォイルの一部分の交換は、トランス-接合面応力の低減を考慮に入れ、かつ同時機械加工（com-machining）により精密な設置を促進する。アークセグメントとしての大まかに製造した部材の輪郭付けにより、精密に嵌合する接合ジョイントを、C o -EDMまたはC o -ECMにより製造することができる。ふたたび、いくつかの接合後の機械加工は、外部、内部および冷却形状寸法の要求を満足することが要求される場合がある。

【0054】インサート部分およびTLP接合の使用は、高度に冷却される翼において使用される薄壁エアフォイルと交換するために有用である。これらの翼では、最も極端な条件は、翼の外部表面における薄壁または「外被」により経験される。従ってこの領域が翼の最小質量（ひいてはコスト）を提供するのみである一方で、これは損傷の大部分を維持する。この外被の交換は、新たな材料の最小限の使用で新たな翼を提供する。これは、材料が高価な単結晶である場合には著しいコストの節約となりうる。

【0055】薄壁構造30を図10に示す。多くの場合、薄壁は実質的な支持エレメントの間に存在するセクションへとセグメント32にされており、これはしばしばウォールもしくはフィンとよばれており、かつピン34上に存在する。この実施態様では、インサートは実際に図11に示されている外被36の一部であり、有利にはパッチである。パッチの形状および断面は、ウォールもしくはフィンのさらに実質的な支持エレメントの間の任意のセクションとして通常通りに選択することができる。

【0056】古い、損傷された外被は、主要な支持部材の間で、支持ピンが露出する深さまで機械加工により除去することができる。次いで輪郭付けし、かつ機械加工したパッチ部分を適用し、かつ新たな外被を形成するために適所に接合する。

【0057】このようなパッチ法の開発において、良好に嵌合した表面にわたってピン部分の上に、ならびにフィンもしくはウォール上に存在するエッジ部分にわたってTLP接合を製造することが必要である。従って、基本的な翼のプロフィール形状に整合させるために該部分を良好に輪郭付けるべきである。このような部分は形状付与のために、精密鋳造法単独により、または鋳造と超塑性成型により製造することができる。EDMもしくはECMによる最終的な同時機械加工は、所望の精密な取り付けの達成を保証するために必要とされる。この方法は特に、単結晶の外被が方向性凝固した、もしくは多結晶のサブ構造に使用するために必要とされる「ハイブリッド」翼のために有用である。

【0058】翼の先端部もまた本発明の方法により修理することができ、かつ交換用の先端部をTLP接合により挿入することが、簡単な方法である。平坦な、もしくは規則的に湾曲する切断法を使用して元の翼先端部を除去し、かつインサート、新たなプレキャスト翼先端部を切断翼に整合させる。翼先端部のためのインサート鋳造形状および切断法は標準化することができ、従って切断翼およびインサートの比較的簡単な整合が可能である。同時機械加工または良好に固定された独立した機械加工を使用してTLP接合法のために必要とされる表面プロフィール整合を発展させることができる。図5は、本発明のこの側面を示しており、ここで先端部40を翼42から除去する。

【0059】先端部の交換のために鋳造すべきインサートは、長さ約1インチ〜3インチであるべきである。交換用先端部の長さは機械的および熱的な応力の分析により決定される。一般に翼の先端部近傍領域は、翼のその他の領域で経験されるよりも低い機械的および熱的負荷を有する、比較的応力の低い領域である。従って最大の応力軸に対して横方向（つまり翼の軸方向）の、接合ラインを有する接合せ、該接合がベース材料の特性の80%を有してれば、局所的な機械的条件に耐えることが

できる。

#### 【0060】

【実施例】DS MarM002アロイのガスタービンエンジン翼を図12に示す。この翼は先端領域において損傷され、損傷部分の交換を必要としている。損傷部分を通例の機械的切断および研磨を使用して除去した。翼の元の形状により小さな交換用先端部を方向性鋳造することによりインサートを予め製造した。次いで新しい先端部を機械的に加工して元の翼の残りの部分に嵌合させた。次いでこのインサートを、第2表に同定されているNiFlex110-1.5Bを用いて元の翼に取り付けた。2150°Fの接合温度を8時間使用し、引き続き拡散/液体化熱処理を2200°Fで24時間行い、かつ析出処理を1975°Fで2時間および1600°Fで24時間行った。修理した接合材料の応力破壊試験は、本発明による修理方法によりベース材料の特性の約95%が得られたことを示している。

【0061】本発明の特定の実施態様を、説明のために上に記載したが、当業者には、特許請求の範囲で定義した発明からそれることなく、数多くの変更を行うことができることは明らかであろう。

#### 【図面の簡単な説明】

【図1】翼の機械加工された部分を修理するためのインサートの使用を示す本発明の略図を示す。

【図2】ニッケルベースの単結晶アロイにおけるTLP接合の断面図を示す光学写真を示す。

【図3】ニッケルベースの単結晶アロイにおけるTLP接合の断面図の高倍率の走査型電子顕微鏡（SEM）写真を示す。

【図4】ニッケルベースの単結晶アロイにおけるTLP接合の断面で記録した化学的特性のモニタージュを示す。

【図5】最終調整した構造（SCまたはDS）の翼先端部のための潜在的な先端部修理形状を示す透視図を示す。

【図6】最終調整した構造（SCまたはDS）エアfoilのための潜在的なエッジ修理形状を示す透視図を示す。

【図7】典型的なSCおよびDC/CCニッケルベースのスーパーアロイのための熱的な加工要求の比較グラフを示す。

【図8】全翼構造における完全なエアfoilの交換を示す。

【図9】修理のための翼の翼前縁の交換を示す。

【図10】エアfoilの薄壁構造の横断面図を示す。

【図11】エアfoilのTLP接合による薄壁構造の修理の略図を示す。

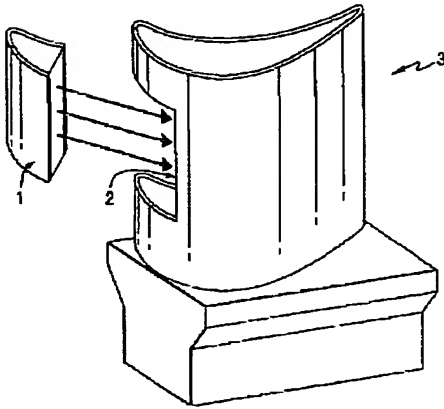
【図12】TLP接合により修理したDS MarM002翼先端部の写真を示す。

#### 【符号の説明】

3 ガスタービン部材、 10 エアfoilセグメント、 12 付根、16 翼前縁部、 18 エアfoil、 30 薄壁構造、 32 セグメント、 34

ピン、 36 外被、 40 先端部、 42 翼、 50 インサート

【図1】

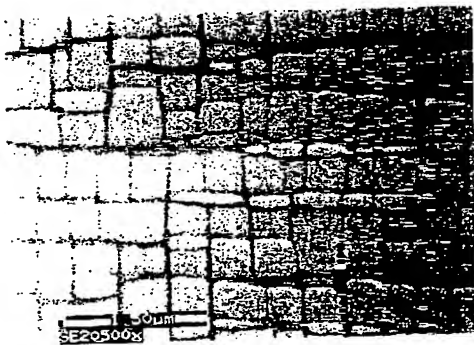


【図2】

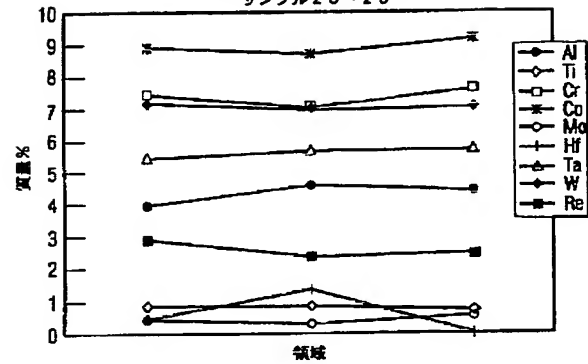


【図4】

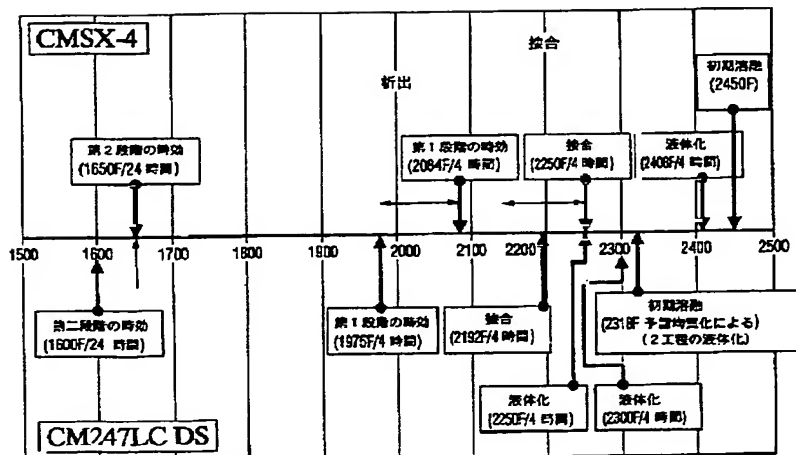
【図3】



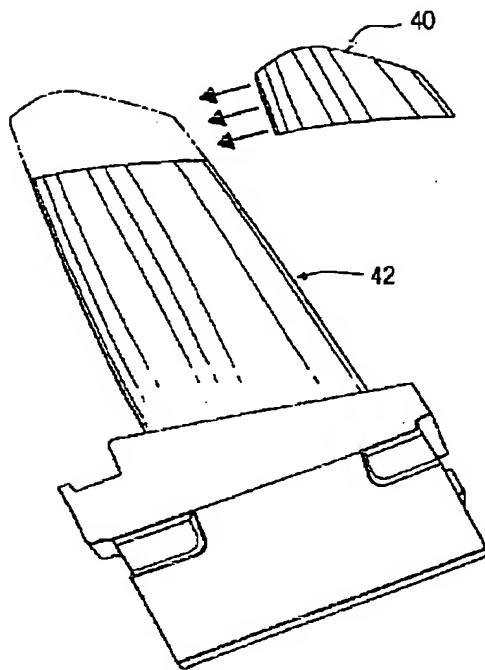
接合ラインにわたる濃度プロフィール  
サンプル20~23



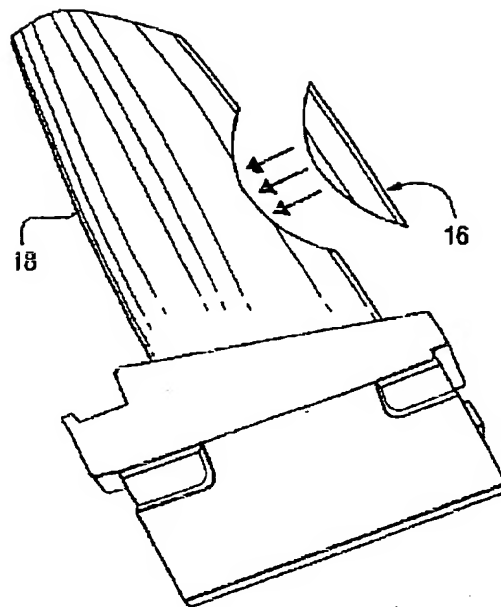
【図7】



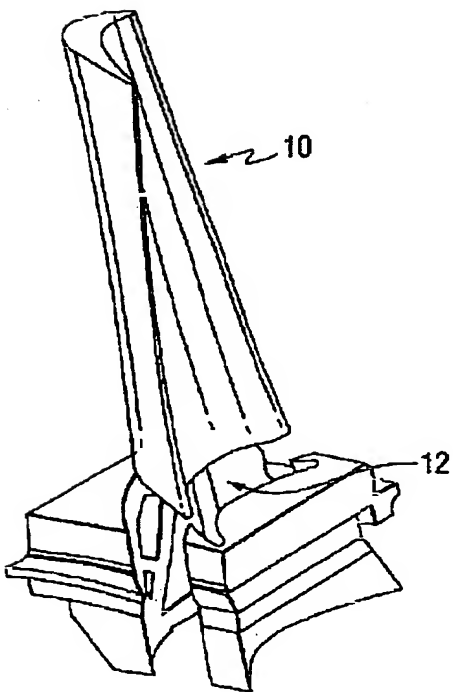
【図5】



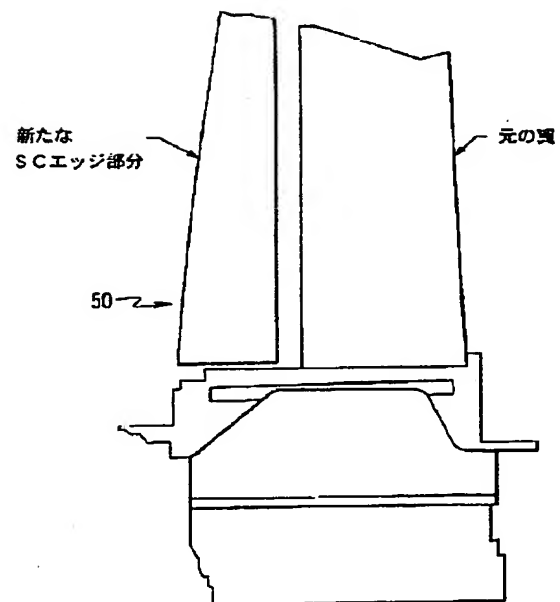
【図6】



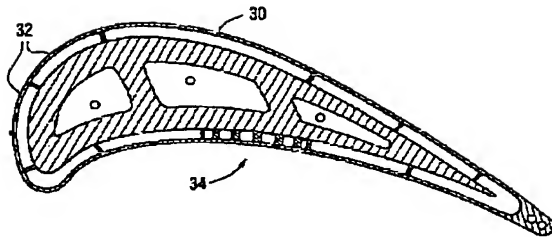
【図8】



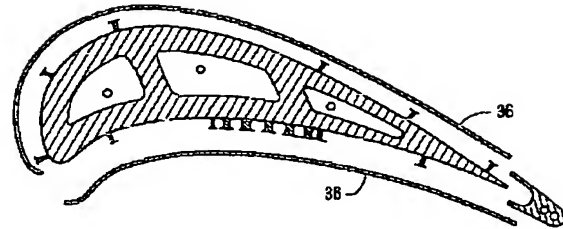
【図9】



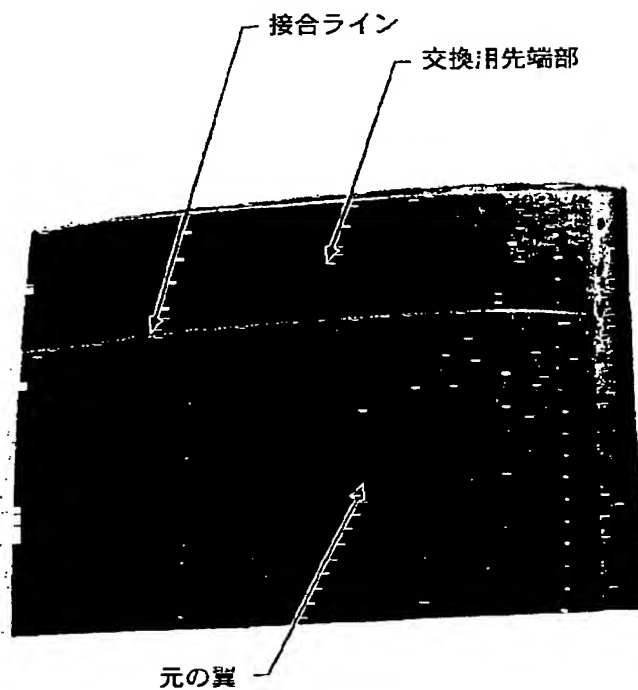
【図10】



【図11】



【図12】



修理されたDS翼の先端部

フロントページの続き

(72)発明者 ゲーリー ダブリュー スワルツバック  
アメリカ合衆国 ペンシルヴァニア エヌ  
ハンティングドン ドロップ ロード  
11509

(72)発明者 ポーラ ディー フライアー  
アメリカ合衆国 ペンシルヴァニア フォ  
ムベル ランカスター ロード 752  
Fターム(参考) 3G002 BA02 BA06 BA10 BB00